

# PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : **03-144216**

(43)Date of publication of application : **19.06.1991**

(51)Int.Cl.

F23R 3/32

(21)Application number : **01-279774**

(71)Applicant : **mitsui eng & shipbuild co  
ltd**

(22)Date of filing : **30.10.1989**

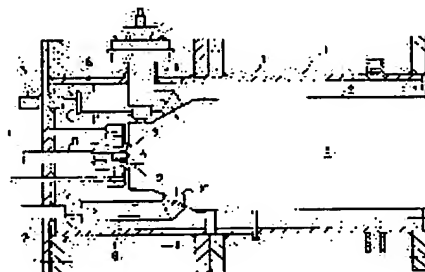
(72)Inventor : **abe toshio  
sugimoto etsuo  
takagi keiji**

## (54) GAS-TURBINE COMBUSTOR

### (57)Abstract:

**PURPOSE:** To obviate an air quantity varying mechanism and contrive space savings and a simpler fuel control, by disposing a plurality of premixing pipes on a circle having a center at a combustor, and controlling fuel quantity by the difference between a fuel supplying pressure and the discharge pressure of a compressor.

**CONSTITUTION:** A gas-turbine combustor 1 comprises an inner tube 1 and an outer casing 3, with a pilot combustion chamber 4 and a main combustion chamber 5 provided in the inner tube 2. A plurality of premixing pipes 61 to 66 are provided at an outer peripheral part of the pilot combustion chamber 4. The operations of supply valves 201 to 206 in six pipelines 191 to 196 branched from a pipeline 12 are controlled according to the difference between a fuel supplying pressure measured by a first pressure gage 14 and the discharge pressure of a compressor measured by a second pressure gage 21. Consequently, there is no need for an air quantity varying mechanism, and space savings and a simpler fuel control can be contrived.



⑩ 日本国特許庁(JP)

⑪ 特許出願公開

## ⑫ 公開特許公報(A) 平3-144216

⑬ Int. Cl.<sup>3</sup>

識別記号

庁内整理番号

⑭ 公開 平成3年(1991)6月19日

F 23 R 3/32

7616-3G

審査請求 未請求 請求項の数 1 (全6頁)

⑮ 発明の名称 ガスタービン燃焼器

⑯ 特 願 平1-279774

⑰ 出 願 平1(1989)10月30日

⑱ 発 明 者 安 部 利 男 岡山県玉野市和田 1-16-43  
 ⑱ 発 明 者 杉 本 悦 夫 岡山県玉野市宇野 3-8-10  
 ⑱ 発 明 者 高 木 圭 二 茨城県筑波郡伊奈町谷井田1357-3  
 ⑲ 出 願 人 三井造船株式会社 東京都中央区築地5丁目6番4号  
 ⑲ 代 理 人 弁理士 小川 信一 外2名

## 明 細 書

## 1. 発明の名称

ガスタービン燃焼器

## 2. 特許請求の範囲

燃焼器の周囲に、複数の予混合管を前記燃焼器を中心とする一つの円上に配設すると共に、前記予混合管に供給される燃料量を燃料供給圧と圧縮機吐出圧の差圧によって制御することを特徴とするガスタービン燃焼器。

## 3. 発明の詳細な説明

(産業上の利用分野)

本発明はガスタービン燃焼器に関する。更に詳しくは、空気量可変機構が不要であり、かつ省スペース化と燃料の制御方式の簡潔化を図ったガスタービン燃焼器に関する。

(従来の技術)

一般に、低NO<sub>x</sub>燃焼は安定燃焼範囲が非常に狭い。したがって、ガスタービン燃焼器の広い作動範囲で安定、かつ低NO<sub>x</sub>燃焼させるためには、予混合気の当量比を調整するため、燃

料と燃焼用空気の流量を調整する複雑な流量制御が必要である。

他方、燃焼筒の外周部にパイロット予混合室、第1のメイン予混合室および第2のメイン予混合室を同心状に配設したガスタービン燃焼器が知られている(特開昭62-206237号公報参照)。しかし、このように、燃焼筒の外周部に多数の予混合室を同心状に配設すると、タービン燃焼器全体の径が大きくなり、混合促進が悪化する。また、燃焼筒を冷却するために冷却用空気が多量に必要になるという問題がある。

また、上記ガスタービン燃焼器は、負荷設定信号によって燃料量を制御しているが、負荷信号は、例えば自動車用ガスタービンのように、直接信号として取り出せない場合もあるので、適用範囲が限定されるという問題がある。

(発明が解決しようとする課題)

本発明は、かかる従来の問題点に鑑みてなされたものであり、空気量可変機構が不要であり、かつ省スペース化と燃料の制御方式の簡潔化を

## 特開平3-144216(2)

図ったガスタービン燃焼器を提供することを目的とする。

(課題を解決するための手段)

すなわち、本発明のガスタービン燃焼器は、燃焼器の周囲に、複数の予混合管を前記燃焼器を中心とする一つの円上に配設すると共に、前記予混合管に供給される燃料量を燃料供給圧力と圧縮機吐出圧の差圧によって制御することを特徴とするものである。

ここで、予混合管に供給される燃料量を燃料供給圧と圧縮機吐出圧との差圧によって制御する方法としては、全燃料量のみを制御する方法と、パイロット燃料とメイン予混合燃料の流量を並列に制御する方法との二つの方式がある。いずれの方式を採用するにしても、ガスタービンの作動条件と対応している上記差圧を信号としてガスタービンの燃料配分の制御を行っている本方式の方が直接的であり、かつ簡潔である。

上記燃料供給圧力(燃料ノズル前圧)を $P_I$ 、圧縮機吐出圧を $C D P$ 、燃焼供給差圧を $\Delta P_I$

とすると、燃焼供給差圧 $\Delta P_I$ は、次式で表わされる。すなわち、

$$\Delta P_I = P_I - C D P$$

ところで、燃料量の制御を行う差圧 $\Delta P_I$ が燃料領域での燃料と空気との当量比 $\phi$ が類数燃焼モードで常に0.35から0.7で運転されるような値に設定することにより、燃焼効率の悪化が防止されるとともに、火災温度が所定温度以上になることが防止され、 $NO_x$ の発生が低く抑ええられる。予混合気の当量比 $\phi$ が0.35という値は予混合燃焼が行われる希薄下限値であり、これより当量比が小さくなると、燃焼効率が悪化する。また、当量比 $\phi$ が0.7より大きくなると、火災温度が高くなり、 $NO_x$ が急激に増加する。

また、予混合管の数量は、燃焼器の規模にもよるが、通常、6本～12本が好ましい。

また、パイロット燃料の割合は定格燃料量の15～50%が好ましい。パイロット燃料の割合が定格燃料量の15%より小さくなると、予

混合燃焼が悪化する。これとは逆に、パイロット燃料の割合が定格燃料量の50%より大きくなると、パイロットの拡散燃焼の割合が大きくなり、 $NO_x$ が急激に増加する。

(実施例)

以下、図面により本発明の実施例について説明する。

第1図は、本発明にかかるガスタービン燃焼器の要部断面図であって、ガスタービン燃焼器1は、主として、内筒2と外筒3から形成されている。また、内筒2内には、パイロット燃焼室4と、このパイロット燃焼室4に接続するメイン燃焼室5が設けられている。また、上記パイロット燃焼室4の外周部には、複数本(図では、6本)の予混合管6<sub>1</sub>～6<sub>6</sub>が設けられている。すなわち、この予混合管6<sub>1</sub>～6<sub>6</sub>は、第2図に示すように、燃焼器1の内筒2を中心とする一つの円A上に等間隔に配置されている。各予混合管6<sub>1</sub>～6<sub>6</sub>には、メイン燃料ノズル7<sub>1</sub>～7<sub>6</sub>が配設されている。

そして、上記パイロット燃焼室4には、パイロット燃焼ノズル8から噴出された燃料がスワラー9による旋回空気とともに供給され、そこで拡散燃焼され、高温化した燃焼ガスがメイン燃焼室5に導入される。

他方、上記予混合管6<sub>1</sub>～6<sub>6</sub>には、メイン燃料ノズル7<sub>1</sub>～7<sub>6</sub>からそれぞれ燃料が供給され、そこで、空気と希薄均一混合したあと、注入口10を通してメイン燃焼室5内の高温燃焼ガス中に注入され、そこで、着火燃焼が行われる。第1図中、11は点火プラグである。

第3図は、全燃料量のみを制御する方式を示すものであり、パイロット燃料ノズル8に連結する管路12には、図示しない燃料タンクから前記パイロット燃料ノズル8に向かって燃料供給量を一括的に制御する全燃料制御弁13および第1の圧力計14が、この順に設けられている。全燃料制御弁13はガバナ16によって制御されるが、その前後には、仕切弁17、18が設けられている。

## 特開平3-144216(3)

他方、上記管路12から分岐した6本の管路19<sub>1</sub>～19<sub>6</sub>には供給弁20<sub>1</sub>～20<sub>6</sub>がそれぞれ設けられており、これらの供給弁の開閉は、第1の圧力計14が測定した燃料供給圧P<sub>F</sub>と、第2の圧力計21が測定した圧縮機吐出圧COPとの差圧ΔP<sub>F</sub>によって制御されるようになっている。

そして、ガスタービン燃焼器1の作動時においては、図示しない圧縮機から吐出した圧縮空気が、図示しない掃気空気孔、内筒壁冷却空気孔を通過して内筒2内に流入すると共に、その内筒2内には、スワロー9及び予混合管6<sub>1</sub>～6<sub>6</sub>の開放端からも空気が供給される。そして、各流量比は全負荷にわたってほぼ一定で、各開口面積によって固定されている。

他方、燃料は、全燃料制御弁13によって、その流量が制御され、各管路を経て燃焼器に供給される。すなわち、タービンの起動に際しては、パイロット燃料ノズル8からパイロット燃焼室4内に供給され、そこで、点火プラグ11

によって着火燃焼される。

上記着火が完了し、定格回転数で設定された負荷運転になると、第1、第2の供給弁20<sub>1</sub>、20<sub>2</sub>が全開し、パイロット燃焼室4内に第1、第2のメイン燃焼ノズル7<sub>1</sub>、7<sub>2</sub>からも燃料供給が開始される。そこで、負荷の増加に応じて全燃料制御弁13が開方向に制御され、パイロット燃料ノズル8および第1、第2のメイン燃料ノズル7<sub>1</sub>、7<sub>2</sub>からの燃料流量が次第に増大する。

このようにして、燃料供給圧P<sub>F</sub>と圧縮機吐出圧COPとの差圧ΔP<sub>F</sub>が予混合気の当量比φの上限(0.7)に達すると、第3、第4の仕切弁20<sub>3</sub>、20<sub>4</sub>が全開する。そして、パイロット燃焼室4内に第3、第4のメイン燃焼ノズル7<sub>3</sub>、7<sub>4</sub>からも燃料が供給される。したがって、パイロット燃焼室4内に流入する燃料がステップ状に増加する(第4図参照)。

更に、負荷が増加すると、その負荷増加に応じて負荷の増加に応じて全燃料制御弁13が開

方向に制御され、パイロット燃料ノズル8および第3、第4のメイン燃料ノズル7<sub>3</sub>、7<sub>4</sub>からの燃料流量が次第に増大する。

このようにして、燃料供給圧P<sub>F</sub>と圧縮機吐出圧COPとの差圧ΔP<sub>F</sub>が予混合気の当量比φの上限(0.7)に達すると、第5、第6の供給弁20<sub>5</sub>、20<sub>6</sub>が全開する。そして、パイロット燃焼室4内にメイン燃焼ノズル7<sub>5</sub>、7<sub>6</sub>からも燃料が供給される。したがって、パイロット燃焼室4内に流入する燃料がステップ状に増加する。

一方、負荷が減少し、燃料供給圧P<sub>F</sub>と圧縮機吐出圧COPとの差圧ΔP<sub>F</sub>が予混合気の当量比φの下限(0.35)に達すると、第5、第6の供給弁20<sub>5</sub>、20<sub>6</sub>が全閉される。したがって、燃焼器への燃料供給は、その他の燃料供給ノズルから供給されることになり、上記その他の燃料供給ノズルからの燃料供給量がそれぞれステップ状に増加され、燃料供給停止による燃料減少分が供給弁20<sub>1</sub>～20<sub>4</sub>から補充

される。同様に、負荷が減少し、燃料供給圧P<sub>F</sub>と圧縮機吐出圧COPとの差圧ΔP<sub>F</sub>が予混合気の当量比φの下限(0.35)に達すると、第3、第4の供給弁20<sub>3</sub>、20<sub>4</sub>が全閉される。したがって、燃焼器への燃料供給は、その他の燃料供給ノズルから供給されることになり、上記その他の燃料供給ノズルからの燃料供給量がそれぞれステップ状に増加され、燃料供給停止による燃料減少分が供給弁20<sub>1</sub>、20<sub>2</sub>から補充される。

以上の説明では、ガバナ16によって全燃料制御弁13を制御する場合について説明したが、第5図に示すように、メインの管路12aに設けたパイロット燃料制御弁22と、前記の管路12aから分岐した管19aに設けたメイン燃料制御弁23とをガバナ16によって制御するようにしてもよい。

また、第6図に示すように、メイン予混合管6<sub>1</sub>～6<sub>6</sub>を内筒2の接線方向に配設してメイン予混合管6<sub>1</sub>～6<sub>6</sub>から内筒2内に導入され

## 特開平3-144216(4)

る予混合気にスワールを発生させると、中央部の高温領域が減少するとともに、旋回による保炭性能が向上し、さらに低NOx化と温度分布の均一化を図ることができる。

また、第7図に示すように、ノイン予混合管6<sub>1</sub>～6<sub>6</sub>の径に大小を持たせて予混合気の貫通距離を変え、温度分布の均一化を図ることができる。

さらに、第8図に示すように、ノイン予混合管6<sub>1</sub>～6<sub>6</sub>の流入角度に大小をつけると、予混合気の流入方向が変わり、温度分布の均一化を図ることができる。

## 〔発明の効果〕

上記のように、本発明は、燃焼器の周囲に、複数の予混合管を前記燃焼器を中心とする一つの円上に配設すると共に、前記予混合管に供給される燃料量を燃料供給圧力と圧縮機吐出圧の差圧によって制御するので、空気量可変機構が不要であり、その分、ガスタービン燃焼器の構造が簡単になると共に、制御方式が簡単になる。

また、本発明は、予混合管に供給される燃料量を燃料供給圧力と圧縮機吐出圧の差圧によって制御するから制御の方式が、従来の負荷設定信号による制御方式より直接的であり、その分、制御が簡潔になる。また、航空機用、自動車用などガスタービン燃焼器として、その適用範囲が格段に広がる。

更に、前述した如く、複数の予混合管が燃焼器を中心とする一つの円上に配設されているから燃焼器全体の径が従来の予混合型燃焼器に比べて小さくなり、省スペース化が可能になる。

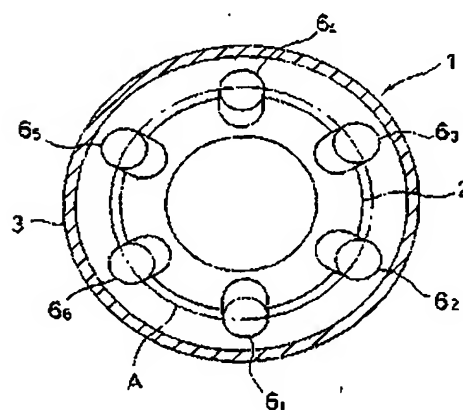
## 4. 図面の簡単な説明

第1図は本発明にかかるガスタービン燃焼器の要部断面図、第2図は第1図のII-III断面図、第3図は本発明の制御方式の一つを示す説明図、第4図は燃料供給差圧と燃料量との関係を示す線図、第5図は本発明の制御方式の他の一つを示す説明図、第6図及び第7図はノイン予混合管の他の実施例を示す横断面図、第8図はノイン予混合管の他の実施例を示す縦断面図である。

1…燃焼器、6<sub>1</sub>～6<sub>6</sub>…予混合管、A…円、  
P<sub>f</sub>…燃料供給圧力、C D P…圧縮機吐出圧、  
ΔP<sub>f</sub>…差圧。

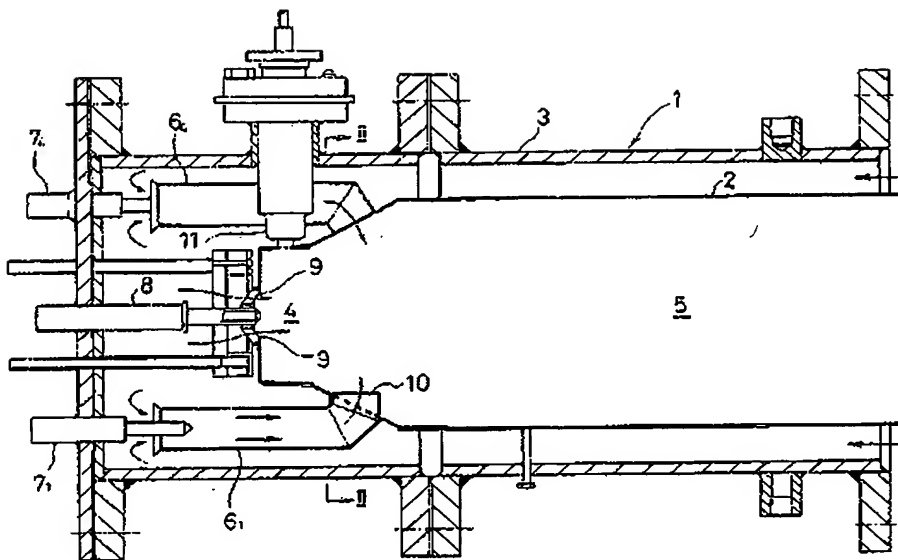
代理人 弁理士 小 川 信 一  
弁理士 野 口 賢 爾  
弁理士 新 下 和 彦

第 2 図

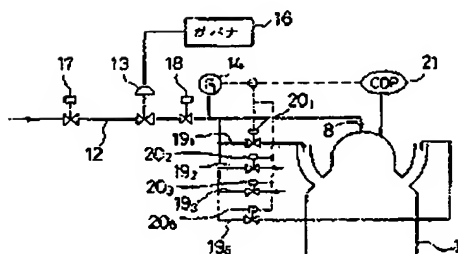


特開平3-144216(5)

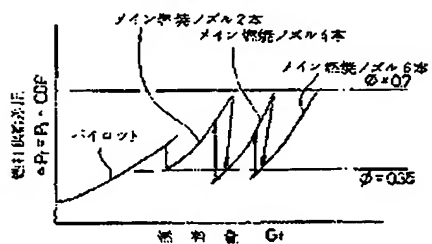
第 1 図



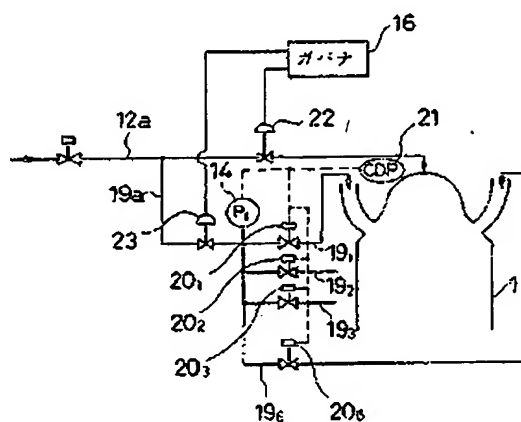
第 3 図



第 4 図

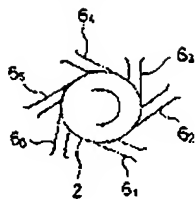


第 5 図

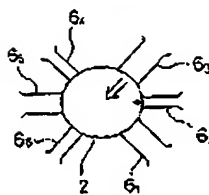


特開平3-144216(6)

第 6 図



第 7 図



第 8 図

